

고 정밀 항공우주 유동해석 및 설계를 위한 공력계산 툴

김 종 암*

Essential Computational Tools for High-Fidelity Aerodynamic Simulation and Design

Chongam Kim*

Keywords : *Overset Grid System(겹침 격자 기법), High-Fidelity Numerical Schemes(고정밀 수치기법), Sensitivity Analysis(민감도 해석), Adjoint Variable Method(매개 변수법), Design Optimization(최적 설계)*

Abstract

As the computing environment is rapidly improved, the interests of CFD are gradually focused on large-scale computation over complex geometry. Keeping pace with the trend, essential computational tools to obtain solutions of complex aerospace flow analysis and design problems are examined. An accurate and efficient flow analysis and design codes for large-scale aerospace problem are presented in this work. With regard to original numerical schemes for flow analysis, high-fidelity flux schemes such as RoeM, AUSMPW+ and higher order interpolation schemes such as MLP (Multi-dimensional Limiting Process) are presented. Concerning the grid representation method, a general-purpose basis code which can handle multi-block system and overset grid system simultaneously is constructed. In respect to design optimization, the importance of turbulent sensitivity is investigated. And design tools to predict highly turbulent flows and its sensitivity accurately by fully differentiating turbulent transport equations are presented. Especially, a new sensitivity analysis treatment and geometric representation method to resolve the basic flow characteristics are presented. Exploiting these tools, the capability of the proposed approach to handle complex aerospace simulation and design problems is tested by computing several flow analysis and design problems.

1. 서 론

현재 전산 유체 역학의 세계적인 연구 추세는 수 년 동안 개발된 강건한 해석 기법들과 급속한 계산 환경의 발전에 힘입어, 보다 복잡한 대용량 유동 해석과 이를 이용한 응용문제 해석에 초점을 맞추고 있다. 국내의 경우도 최근 급속한 발전을 거듭하여, 세계적 수준에 근접하는 성과를 거두었다. 고정밀 유동 해석 기법과 응용 분야에서 많은 연구 성과를 통하여 해당 분야를 이끌어 가는 한 축을 이루게 되었으며, 세계적으로도 손색없는 연구 결과를 구축하고 있다. 이러한 발전에도 불구하고 국내 항공우주 분야에서는 복잡한 공력 해석 문제에

대한 표준적인 해석 및 설계 코드가 마련되지 않아, 각 연구자들이 특정 문제에 맞게 개별적으로 개발한 해석 도구를 제한적으로 이용하여 연구를 수행하여 왔다. 이에 본 연구에서는 복잡한 항공우주 비행체 주위의 유동해석 및 설계에 필수적인 제반 요소들에 대해 논의하고 고 난이도 문제에 적용될 수 있는 고정밀 유동해석 및 설계 도구를 개발함으로

써, 항공우주 분야에서 전산유체역학의 기여 방안을 모색하고자 한다. 아울러 이러한 배경을 바탕으로 개발된 코드를 이용하여 고정밀 유동해석 및 설계 문제에 대한 적용 가능성을 살펴보고자 한다.

2. 수치 기법 (Numerical Schemes)

2.1 Flux Schemes

Roe 수치 플럭스의 정확성과 효율성을 유지하면서, Roe 수치기법이 내포하고 있는 충격파 불안정성을 보다 일반적으로 극복한 충격파 안정적인 수치기법인 RoeM기법의 특성을 살펴보고자 한다. 충격파에 안정적인 수치기법의 개발을 위하여 Roe기법을 HLLC 수치기법과 비교함으로써 충격파 불안정성의 원인을 해석적으로 파악하였다. 선형 stability 해석을 통하여 밀도장 및 압력장의 연성 감쇄특성을 파악하고 마하수에 기반한 조절함수 f 와 g 를 도입하여 공급률과 감쇄율을 제어함으로써 충격파 안정성을 근원적으로 획득할 수 있도록 하였다. 총 엔탈피 보존을 위하여 에너지항의 수치 점성항을 해석하여 오차항을 제거함으로써 제안된 수치기법이 총엔탈피를 보존하도록 하였다. 아울러 최대/최소 파속을 새로이 정의함으로써 접촉 불연속면을 정확히 포착함과 동시에 팽창충격파 문제를 해결할 수 있었고, 팽창영역에서의 수치적 불안정성을 제거하였다. [Fig.1]

AUSMPW+는 극초음속 유동 해석 시 요구되는 강건성, 정확성, 그리고 효율성을 두루 갖춘 AUSM 계열의 수치기법이다. AUSMPW+는 압력가중합수를 도입하여 AUSM 계열의 수

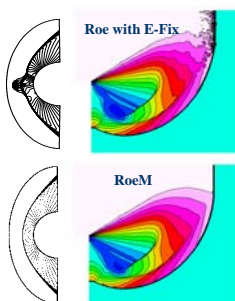


Fig.1. Elimination of Carbuncle Phenomenon
(Roe's FDS(L), RoeM (R))

* 서울대학교 기계항공 공학부 chongam@snu.ac.kr

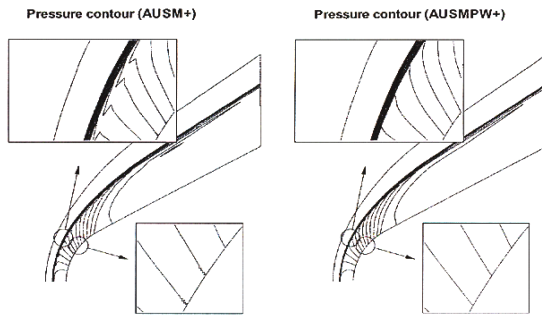


Fig.2. Elimination of Oscillation
(AUSM+(L), AUSMPW+(R))

치기법의 단점인 물성치의 진동현상을 제거한 기존의 AUSMPW 수치기법을 충격과 포착능력과 효율성면에서 개선한 수치기법이다. 제어면에서 음속을 새롭게 정의함으로써 충격과, 특히 경사충격과 포착 능력을 비약적으로 향상시키고 비물리적인 팽창 충격과 현상을 배제하였다. 또한 간단하고 수치점성이 적은 마하수 분할 함수를 사용함으로써 효율성을 향상시켰다.[Fig.2]

또한, 충격파와 같은 불연속면을 포함하는 유동이 격자계와 일치하지 않는 경우 과도한 수치 점성으로 인하여 해의 질이 저하되는 현상이 발생한다. 이러한 수치 점성을 줄이기 위하여 AUSMPW+를 기반으로 하는 새로운 형태의 수치기법을 개발하였다. TVD 제한자에 대한 분석을 통하여 물성치의 분포가 연속적으로 변하는 영역과 불연속적인 영역 모두에 대해

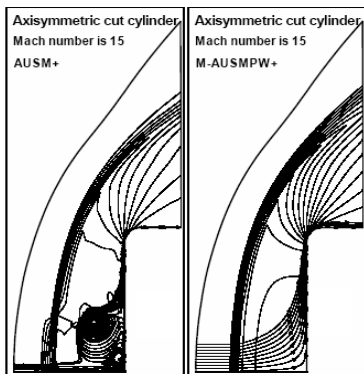


Fig.3. Elimination of Non-Physical Solution (AUSMPW+(L), M-AUSMPW+(R))

격자 경계에서의 값을 정확하게 예측할 수 있는 기준을 정의하였으며, 이 기준에 따라 AUSM 계열 기법에서 격자 경계의 대류 플럭스 값을 계산하는 새로운 방법을 제안하였다. 새로이 정의된 플럭스는 다차원 유동에서의 수치 점성을 현저히 줄여주며, 또한 압력 분할 함수의 수정을 통하여 기존 AUSM 계열 기법이 가지지 못했던 단조 조건을 만족시킬 수 있도록 하였다. M-AUSMPW+는 정확성, 효율성, 단조성 및 격자 비 의존성 등 많은 향상된 특성을 가지며, 다양한 수치 실험을 통하여 그 특성이 검증되었다. [Fig.3]

2.2 Higher Order Interpolation Schemes

충격파와 같은 불연속구간을 포함하는 유동 현상을 수치적으로 모사할 때, 2차 정확도 이상에서는 항상 수치진동이 발생한다는 것은 잘 알려진 사실이다. 이와 같은 문제점을 해결하고자 수많은 진동 억제 기법들이 연구되어 왔으며, 그 중 가장 널리 알려진 개념들로는 TVD, TVB, ENO 등을 들 수 있다. 하지만, 대부분의 수치진동 억제기법들은 1차원 선형 대류 방정식의 수학적 분석을 바탕으로 개발되었으며, 몇 단계의 선

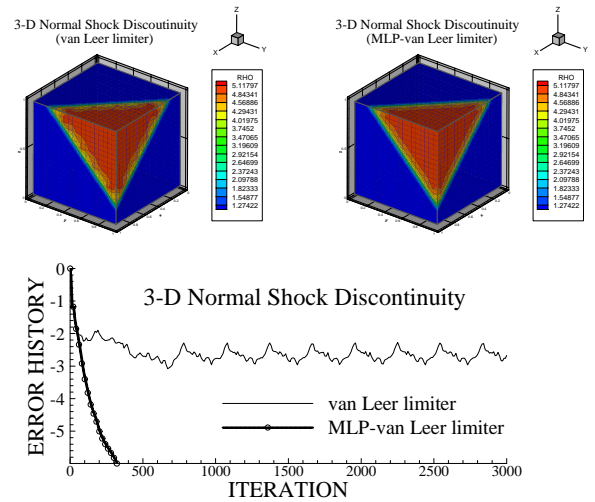


Fig.4. Elimination of Numerical Oscillation and Error History

형화 과정을 통하여 연립 형태의 미분방정식에도 적용이 가능하다. 또한 차원 분할 개념을 적용하여 다차원 유동 문제 해석에도 사용되고 있다. 비록 이러한 기법들이 많은 유동 문제에 있어서 성공적으로 작동할지 모르나, 충격과 불연속면을 포함하는 다차원 유동에서는 수치 진동을 충분히 제거하기에 불충분한 것이 사실이다. 따라서 다차원 문제에서도 효과적으로 수치 진동을 억제할 수 있는 기법의 필요성은 명확하다. 다차원 압축성 유동에 있어서 고차의 공간정확도를 확보함과 동시에 효율적인 수치 진동 제어를 위하여 다차원 유동에 대한 제한 조건을 유도하고, 이로부터 다차원 유동에 적용 가능한 MLP 기법을 개발하였다. MLP 기법의 기본 아이디어는 격자점에서 얻어지는 수치가 그 격자점을 둘러싼 격자 평균값들 중 최소값과 최대값 사이에 존재하여야 수치적인 단조성 확보가 가능하다는 관찰에서 출발한다. MLP 기법을 적용함으로써 단조 특성을 확보할 수 있으며, 이러한 단조성으로 해의 정확도 및 수렴 특성을 향상시킬 수 있다. [Fig.4]

3. 겹침 격자 기법(Overset Mesh Techniques)

전통적으로 해석 코드는 격자 시스템의 위상 특성에 따라 크게 세 가지로 분류 될 수 있다. 이들 격자 시스템은 각각의 장/단점이 존재하며, 문제의 특성에 맞게 사용자들이 각각의 해석 코드로 개발하여 사용하여 왔다. 가장 기본적으로 사용

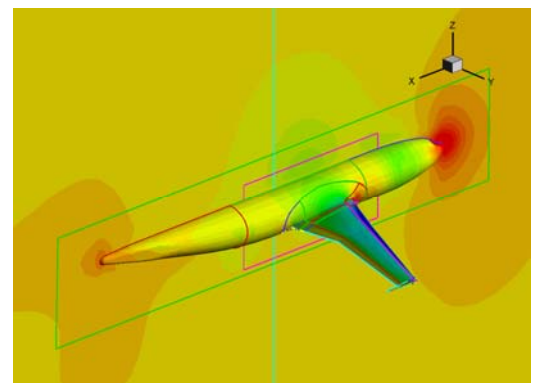


Fig. 5. Flow Analysis of W/B Configuration using Overset Mesh System

되는 방법이 다중 격자 시스템이다. 이는 단일 격자 코드에 대해 크게 변경되는 부분이 없어 가장 쉽게 적용할 수 있으므로 다양한 분야에서 많이 적용되어 온 기법이다. 구조화 격자를 바탕으로 하므로 양질의 격자를 얻을 수 있는 장점이 있지만, 격자 제작이 어렵고 설계 시 형상의 변형이 심할 경우 격자의 질을 유지하기가 힘들다는 단점이 있다. 비 구조화 격자계의 경우 격자 제작이 용이하고, 설계 시 다중 격자 시스템의 단점을 해결하여 자동화된 설계가 가능하여 설계 분야에서는 현재 가장 많은 관심을 받고 있다. 하지만 비구조화 격자계의 특성상 같은 해상도의 해를 구하기 위해서는 더 많은 격자 수를 필요로 하며, 각 격자의 유동 정보 및 연결 관계를 저장하기 위해 계산을 위한 메모리 또한 많이 필요로 하여, 효율성과 정확성 면에서 단점을 가지고 있다. 이로 인해 현재 고 정밀 해석 문제에서는 NASA의 OVERFLOW, CFL3D 등과 같은 겹침 격자 기법을 기반으로 하는 코드를 사용하고 있으며, 특히 OVERFLOW의 경우 겹침 격자 기법을 위한 PEGASUS, OVERTURE 등의 전처리 코드, FOMOCO등의 후처리 코드 등 전문적으로 겹침 격자 기법을 다룰 수 있는 프로그램 들을 갖추어 space shuttle, 헬기, UAV, 기타 다양한 항공기 등의 고 양력 장치를 포함한 전 기체 해석 등의 대용량 해석 뿐 만 아니라 computing room 내의 유동 최적화 등을 수행하고 있다. 겹침 격자 기법의 경우 구조화 격자계를 기반으로 하고, 블록간의 경계가 일치하지 않아도 되므로, 자동화된 격자의 제작이 용이하고 해의 높은 정확도를 유지할 수 있으며, 물체간의 상대 운동이 있을 경우에도 쉽게 적용이 가능하다. 설계 문제의 경우에도 큰 변형 문제에도 용이하게 대응할 수 있으므로, 정확도를 기반으로 한 자동화 유동 최적 설계에 가장 적합한 형태의 격자계라 할 수 있다. 국내에서도 많은 연구자들을 통해 이러한 겹침 격자 기법을 이용한 연구가 활발히 진행되어 왔다. 본 연구에서는 다중 격자 시스템과 겹침 격자 시스템을 혼용하여 쓸 수 있는 해석 및 설계를 위한 기반 코드를 구축하였다. 또한 이를 공력 최적 설계에 적용할 수 있도록 해석 코드의 격자 시스템을 모두 아우를 수 있는 매개 변수법 기반의 민감도 해석 코드를 개발하였다.[Fig.5]

4. 설계 기법

4.1 격자 변형 기법(Grid Modification Technique)

설계 시 형상 변형에 따른 격자 변형 기법은 설계 도구를 개발 할 때 가장 중요한 부분 중 하나이다. 전통적인 익형 설계의 경우 Hicks-Henne함수로 대표되는 함수를 중첩하여 형상을 변형하였고, 날개의 설계에는 사용자가 지정한 단면의 익형을 설계하고 그 익형들을 선형 결합하여 날개의 형상을 설계 할 수 있었다. 하지만, 설계 대상이 복잡해지고 더욱 높은 설계의 자유도가 요구됨에 따라 복잡한 3차원 설계 문제에 적용할 수 있는 새로운 설계 변수의 도입이 절실하다. 이에 본 연구에서는 NURBS함수를 이용하여 본격적인 3차원 형상 설계를 가능케 하였으며 조정점의 변경에 따른 곡선 또는 곡면의 부분적인 변형이 가능하여 설계의 자유도를 높일 수 있었다. 또한 mapping을 이용하여 겹침 격자에서 블록간에 중첩된 영역을 같은 설계 변수를 통해 동시에 변형할 수 있게 함으로써, 보다 유연한 형상 변형을 가능하게 하였고 격자의 민감도 또한 해석적으로 구할 수 있었다.[Fig.6]

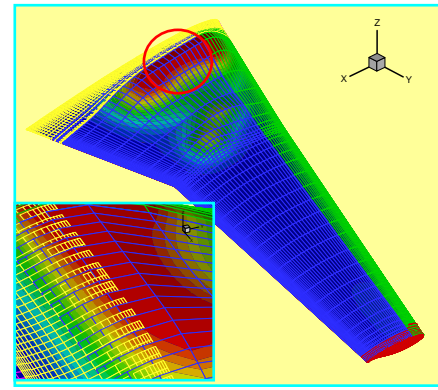


Fig.6. Surface Grid Modification for Overlapped Surface

4.2 민감도 해석(Sensitivity Analysis)

문제가 복잡해짐에 따라 설계의 과정이 복잡해지고 변수들이 크게 증가하게 되었다. 이로 인해 최근 항공우주 유동 설계 연구들은 계산시간이 설계 변수의 수에 크게 영향을 받지 않는 매개 변수법 기반의 구배법을 많이 적용하였다. 본 연구에서는 설계 코드의 적용 범위를 넓히기 위해 차분법 기반의 매개변수 민감도 해석 코드에 난류 수송 방정식을 미분함으로써 고양력 장치 주위의 유동, 아음속 흡입관 내의 난류 유동 등을 포함하는 다양한 난류유동 설계 문제에 적용하였다. 실제 설계 문제에서의 CTEV(Constant Turbulent Eddy Viscosity) 가정의 문제점을 조사함으로써 난류 민감도의 중요성을 살펴보았으며, 대용량의 복잡한 유동 계산에 적용될 수 있는 민감도 해석 코드를 마련하기 위해 겹침 격자 기법에 맞는 discrete adjoint formulation을 유도하고 다양한 전/후처리 기법을 개발, 적용하여 multiple body문제에 적용할 수 있는 설계 코드를 마련하였다.[Fig. 7]

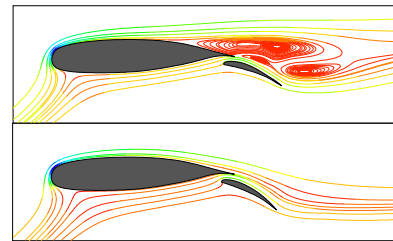


Fig. 7. Design of High-Lift Device and Feasibility Test of CTEV Assumption (Before (U), After (L) Design)

4.3 대용량 해석 기반의 설계 문제

구축된 기반 설계 코드를 적용하여 난류의 영향이 큰 아음속 내부 유동 설계와 겹침 격자 기법을 이용한 wing/body configuration의 표면 설계를 수행하였다.

난류 유동 최적 설계로 S-형 흡입관 표면 형상 설계를 수행하였다. 자유류로부터 관 내로 들어온 유동은 S형 관의 곡률로 인해 큰 박리를 발생시키며 이는 엔진 면으로 향하는 흡입관 유출류의 전압력 손실을 유발 시키고 유동의 균질성을 떨어뜨려 엔진의 블레이드에 진동을 유발시킨다. 본 연구에서는 표면 형상을 설계 변수로 부가하여 관내의 박리를 줄여 전압력 손실을 최소화하고 균일한 유동을 전달할 수 있도록 설계를 수행하였다. 설계 결과 박리를 크게 줄일 수 있었으며, 설계된 형상을 다양한 배압 조건 및 다른 유속의 자유류 조건에서 탈 설계점 테스트를 수행함으로써 설계의 결과가 타당함을

판단할 수 있었다. [Fig.8]

Multiple body 문제로는 DLR-F4 WB 형상을 이용하여 개발된 겹침 격자 기반의 설계 코드의 성능을 시험하였다. 천음속 날개 설계에서 주로 수행되었던 전통적인 항력 최소화 문제에 적용하여 날개 윗면에 발생하는 충격파를 줄임으로써 조파 항력을 크게 감소시킬 수 있음을 확인했다. [Fig.9]

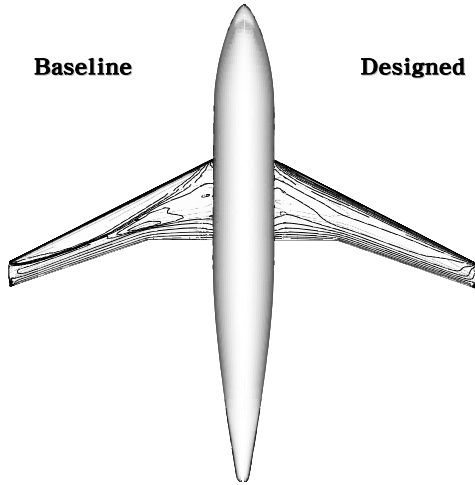


Fig9. Design of W/B Configuration using Overset Mesh System

5. 결론

대용량 해석이 필요한 복잡한 항공 우주 유동의 고 정밀 해석 및 설계를 위해 필요한 다양한 유동 해석 기법, 격자 시스템 그리고 최적 설계 기술들을 살펴보았고, 이를 바탕으로 다양한 응용 문제에 적용할 수 있는 기반 해석 및 설계 코드를 개발하였다. 향후 컴퓨터의 성능 발달에 힘입어 전산 유체 역학이 요구하는 해석 및 설계 문제는 더욱 더 실제의 복잡한 유동에 가까워 지고 이를 수행하기 위해 필요한 해석/설계 기법의 발달을 필요로 할 것이다. 본 연구를 통해 구축된 기술을 바탕으로 개발된 고 정밀 항공 우주 유동 해석 및 설계 코드가 향후 이러한 항공 우주 유동 해석 분야의 발달에 조금이나마 기여 할 수 있기를 기대한다.

후 기

본 연구는 서울대학교 BK21(Brain Korea 21) 기계 사업단의 연구비 지원을 받아 수행되었습니다.

참고문헌

- [1] Sung-soo Kim, Chongam Kim, Oh-Hyun Rho and Seung Kyu Hong, 2003, "Cures for the shock instability: Development of a shock-stable Roe scheme", Journal of Computational Physics, Vol. 185, pp.342-374
- [2] K. H. Kim, C. Kim and O. H. Rho, 2001, "Methods for the Accurate Computations of Hypersonic Flows, Part I : AUSMPW+ Scheme," J. of Comput. Physics, Vol. 174, pp. 38-80
- [3] K. H. Kim and C. Kim, 2005, "Accurate, Efficient and Monotonic Numerical Methods for Multi-dimensional Compressible Flows, Part II : Multi-dimensional Limiting Process" Journal of Comput. Physics, Vol. 208(2), pp.570-615

- [4] C.S. Kim, Chongam Kim, O.H. Rho, 2003, "Feasibility Study of Constant Eddy-Viscosity Assumption in Gradient-Based Design Optimization," Journal of Aircraft, 40(6) pp.1168-1176.
- [5] B.J. Lee, C. Kim, and O. Rho, 2005, "Optimal Shape Design of the S-Shaped Subsonic Intake Using NURBS," AIAA 2005-0455.
- [6] S. Yoon, C. Kim, and K. Kim, 2005, "Multi-Dimensional Limiting Process for Three Dimensional Compressible Flows", AIAA 2005-5105